

которых заряд взрывчатого вещества находится на расстоянии от заготовки (максимальные удельные давления на деталь  $10^2 \div 10^4$  МПа). Ко второму относятся контактные способы формообразования, при которых заряд располагается непосредственно на поверхности заготовки (Давления достигают  $10^5$  МПа).

Были рассмотрены существующие наиболее приемлемые для процессов

ОМД источники энергии при штамповке взрывом, такие как тротил порошкообразный и литой, аммоний порошкообразный и прессованный, тринитролезол, тетрил. Вычисления показали, что такие вещества отличаются большой удельной концентрацией энергии и большими скоростями детонации до 7000 м/сек., давления же у поверхности заряда доходило до  $2 \cdot 10^5$  МПа.

УДК 629.02:539.4

## **О НЕОБХОДИМОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КРИТЕРИЕВ СОПРОТИВЛЕНИЯ РАЗРУШЕНИЮ ПРИ ОБЕСПЕЧЕНИИ НАДЕЖНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ЭТАПЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ**

©2012 Тарасов Ю.Л.

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика  
С.П. Королева  
(национальный исследовательский университет), Самара

## **FRACTURE RESISTANCE CRITERIA IMPLEMENTATION WHILE SECURING RELIABILITY OF AIRPLANES STRUCTURAL COMPONENTS DURING DESIGN STAGE**

©2012 Tarasov Yu.L.

Samara state aerospace university of academician S.P. Korolev (national research university),  
Samara

It is shown that for fracture resistance criteria implementation while securing reliability of aircrafts structural components during design stage can be used.

Из всех этапов создания летательных аппаратов (проектирование, изготовление, эксплуатация) наиболее важным является этап проектирования, так как здесь закладывается необходимый уровень надежности – вероятности безотказного функционирования элементов конструкции изделия в течение заданного срока службы в реальных условиях эксплуатации. На других этапах уровень надежности реализуется и расходуется.

В настоящей работе рассматривается методология использования критериев сопротивления разрушению материала при оценке и обеспечении надежности элементов конструкции самолётов с учетом

эксплуатационных и конструктивно-технологических факторов на этапе проектирования. Эта проблема решается с учетом влияния совокупности конструктивных, технологических и эксплуатационных факторов – с одной стороны, а также с учетом стохастического характера эксплуатационных нагрузок и рассеивания характеристик вязкости и прочности элементов конструкции – с другой стороны.

При этом анализируется прочностная надежность элементов конструкции изделия, под которой понимается вероятность отсутствия отказа из-за потери прочности за заданное время эксплуатации изделия. Надежность  $H(t)$

трактуются как вероятность пребывания функции качества  $V(\tau)$  в заданной области  $\Omega_0$  в течение требуемого времени  $t$ , то есть

$$H(t) = P[V(\tau) \in \Omega_0; 0 \leq \tau \leq t]$$

Вычислению функции надежности (1) предшествуют три этапа: схематизация системы и внешнего воздействия, решение задачи статистической динамики, выбор области допустимых состояний  $\Omega_0$ . При схематизации конструкция летательного аппарата представляется в виде системы соединенных между собой элементов. К одной группе относятся элементы конструкции, для которых недопустимо появление дефектов, к другой – конструкционные элементы с дефектами (непровары, поры, растрескивание), которые могут возникнуть как при изготовлении, так и в условиях эксплуатации – усталостные трещины.

При расчете надежности конструкции как сложной системы учитывается возможность постепенных отказов в результате длительного действия на конструкцию нагрузок разного уровня и внезапных отказов при действии максимальных нагрузок, возникающих при неблагоприятных, но вполне реальных условиях и режимах работы конструкции.

Это учитывается путем схематизации элемента конструкции в виде модели из двух последовательно соединенных фиктивных элементов, под которыми подразумевается реальный элемент, имеющий лишь один вид отказа – внезапный или постепенный.

Для оценки надежности летательных аппаратов необходима информация о том, как влияют условия эксплуатации, а также конструктивно-технологические факторы на положение границ области допустимых состояний  $\Omega_0$ .

Информация о влиянии условий эксплуатации и конструктивно-технологических факторов на характеристики конструктивных материалов необходима не только для оценки надежности, но и для обоснованного выбора материалов при

проектировании, что является основой обеспечения заданного уровня надежности.

Вначале рассматривается методика оценки надежности элементов конструкций, к которым предъявляются требования отсутствия дефектов в виде трещин.

Учитывая возможность возникновения в элементе конструкции нормальных и касательных напряжений, за параметр состояния при внезапном отказе принимается эквивалентное напряжение, подсчитанное по одной из теорий прочности.

В процессе эксплуатации конструкции и взаимодействия с окружающей средой происходит ухудшение параметров ее качества, что связано с постепенным накоплением в конструкции повреждений, для описания поведения которых используются кумулятивные модели.

Тогда за постепенный отказ таких элементов конструкций целесообразно принять появление первой усталостной макротрещины  $l_0$ . В этом случае за параметр состояния системы  $V(\tau)$  принимается длина усталостной трещины.

Современные требования к конструкциям самолётов в отношении их массы и эффективности, а также принципы эксплуатации допускают местные повреждения в течение полного срока службы конструкции.

За параметр состояния при внезапном отказе в этом случае принимается один из критериев механики разрушения: коэффициент интенсивности напряжений  $K$  или  $J$  - интеграл.

В качестве параметра состояния при постепенном отказе поврежденных элементов конструкций берется скорость роста трещины  $dl/dN$ .

Согласно разработанной методике функция надежности при постепенном отказе для элементов конструкции, допускающих развитие трещин, определяется с использованием пошагового принципа. Надежность всей конструкции летательного аппарата может быть рассчитана по формуле модели цепи.



Результаты оценки надежности дают возможность обнаружить слабые элементы в случае недостаточного уровня надежности, а также элементы, надежность которых выше уровня, обусловленного тактико-техническими требованиями. Слабые элементы требуют усиления, а элементы конструкции с повышенным уровнем надежности можно

при необходимости рассматривать как резерв массы. Изложенная методология может быть использована при оценке эффективности конструкторско-технологических решений. Согласно этой методологии предпочтение нужно отдавать тем вариантам решений, которые соответствуют наиболее высоким уровням надежности.

## **РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ ИНТЕНСИФИКАЦИИ РЕЗОНАНСНЫХ РЕЖИМОВ ВЫВОДА ИЗ ПЛОСКОГО ШТОПОРА САМОЛЁТА ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ**

© 2012 Темляков Ю. Н

ФГУП «СибНИАим. С. А. Чаплыгина», Новосибирск

### **INTENSIFICATION OF THE RESONANS ROCKING TECHNIQUE FOR THE RECOVERY OF TRANSPORT AIRCRAFT FROM FLAT SPIN**

© 2012 Temljakov Ju. N.

The problem of spin recovery for regional-category passenger aircraft is considered.

The efficiency of resonans rocking technique for recovery from flat spin is demonstrated by the mathematical modeling. It is shown that disturbances of resonans by means of longitudinal control with variable frequency of elevator deflections is the most efficient for spin recovery, if the conventional standard "positional" technique fails.

В последние годы после ряда катастроф исследование режимов штопора пассажирских самолётов транспортной категории относится к числу наиболее актуальных проблем в области безопасности полётов. Как известно, современное поколение пилотов гражданской авиации не имеет опыта вывода самолётов из сложного пространственного положения. Поэтому оказывается необходимой разработка автоматических систем опознавания режимов штопора и вывода из него. С этой точки зрения представляет интерес резонансный метод вывода как достаточно простой для реализации на базе существующих бортовых систем и, как известно, иногда единственно эффективный.

В представленной работе за исходный вариант возбуждения резонансного режима принято гармоническое возмущение с известной резонансной частотой и далее рассмотрены

следующие варианты его интенсификации:

1. Оптимальное по быстродействию управление в каналах тангажа и крена

Реализован конкретный вариант решения краевой задачи оптимального управления с применением принципа максимума Л. С.Понтрягина в процессе численного интегрирования П-системы обыкновенных дифференциальных уравнений, включающей математическую модель объекта управления и сопряжённую систему уравнений.

2. Переменная частота периодических отклонений органов управления

Поскольку резонансная частота в возмущённом движении для каждой конкретной конфигурации и вариантов загрузки заранее не известна, был предложен метод раскачки с переменной возрастающей частотой колебаний руля высоты для генерирования резонансных всплесков в решениях для угла атаки с